

## CAPÍTULO 7

### DATOS DE RENDIMIENTO

#### SECCIÓN I. INTRODUCCIÓN

**7-1 PROPÓSITO.** El propósito de este capítulo es proporcionar datos de rendimiento. El uso regular de esta información le permitirá utilizar el helicóptero al máximo de forma segura. Aunque el rendimiento máximo del helicóptero no se requiere siempre, el uso regular de este capítulo es recomendado por las siguientes razones:

(a) El conocimiento del margen de rendimiento siempre le permitirá tomar mejores decisiones cuando se encuentre con condiciones inesperadas ó misiones alternas.

(b) Las situaciones que requieren máximo rendimiento del helicóptero serán prontamente reconocidas.

(c) La familiaridad con los datos le permitirá computar el rendimiento del helicóptero más fácil y rápidamente.

(d) Se ganará experiencia estimando con exactitud los efectos de las variables para las cuales no se han presentado datos.

#### NOTA

**El capítulo 7 provee información para los helicópteros equipados con palas de metal en el rotor principal, y el capítulo 7.1 provee información para helicópteros equipados con palas compuestas (CMRB). La información dada en este capítulo es primordialmente para la planificación de la misión y es más útil cuando se planifican operaciones en áreas desconocidas o condiciones extremas. Los datos se pueden usar para revisar la planificación de la misión durante el vuelo, para establecer procedimientos operativos normales de unidad ó área y para asesorar a los comandantes de unidades terrestres respecto al beneficio entre rendimiento y riesgos.**

**7-2. ELIMINADO.**

#### NOTA

**Los datos tabulares de rendimiento en vuelo estacionario y de potencia disponible se presentan en el apéndice C. La información en el apéndice C se puede usar en lugar de la figuras 7-2 y 7-3 MB o las figuras 7.1-2 y 7.1-3 CB para obtener peso máximo en vuelo estacionario, torque requerido para el vuelo estacionario y el torque máximo calibrado disponible. Los datos para operaciones con CMRB que se presentan en el capítulo 7.1 reflejan la actualización del torque disponible y calibración de velocidad aérea. Esta actualización está basada en datos de pruebas más recientes que la base usada en este capítulo para operaciones con palas de rotor de metal. Por lo tanto, algunas diferencias entre los valores de rendimiento que se presentan en estos capítulos se deben a la diferencia en los datos básicos. La actualización de los datos para las palas de metal a la base de datos de prueba más reciente se proporcionará en un cambio próximo.**

**7-3. GENERALIDADES.** Los datos presentados abarcan los límites máximos de condiciones y rendimiento que razonablemente se puede esperar. En cada área de rendimiento se presentan los efectos de altura, temperatura, peso bruto y otros parámetros relacionados con esa fase del vuelo. Adicionalmente a los datos presentados, su juicio y experiencia serán necesarios para obtener con precisión el rendimiento disponible bajo un conjunto de circunstancias dadas. Las condiciones para los datos se encuentran bajo el título de cada gráfica. Los efectos de las diferentes condiciones son discutidas en el texto. Cuando es práctico los datos se presentan bajo condiciones conservadoras. SIN EMBARGO, NO SE HA APLICADO EL CONSERVATISMO GENERAL. Todos los datos de rendimiento presentados están dentro de los límites aplicables al helicóptero.

**7-4. LÍMITES.** Los límites aplicables se presentan en las gráficas. Generalmente, el rendimiento se deteriora rápidamente cuando se exceden los límites. Si se han excedido los límites, reduzca la cantidad y la duración. Anote el valor máximo y el período de tiempo por encima de los límites en el formulario DA 2408- 13, en el libro de bitácora; para que se puedan tomar las acciones de mantenimiento apropiadas.

### 7-5. USO DE LAS GRÁFICAS

a. *Explicación de las Gráficas.* La primera página de cada sección describe la(s) gráfica(s) y explica su uso.

b. *Sombras.* Las áreas sombreadas en las gráficas indican operación de precaución o a tiempo limitado.

c. *Interpretación de las Gráficas.* El uso principal de cada gráfica se presenta en un ejemplo que le ayuda a seguir la ruta a través de la gráfica. Se recomienda el uso de un filo recto (regla o el borde de una página) y un lápiz duro bien afilado para evitar errores acumulativos. La mayoría de las gráficas proporcionan un patrón estándar para usarse de la siguiente manera: anote la primera variable en la escala superior izquierda, muévase a la derecha a la segunda variable, diríjase hacia abajo en ángulo recto a la tercera variable, muévase a la izquierda, nuevamente en ángulo recto a la cuarta variable, vaya hacia abajo, etc., hasta leer la última variable en la escala final.

### NOTA

**Un ejemplo de un uso auxiliar de las gráficas es el siguiente: Aún cuando la gráfica de vuelo estacionario está diseñada primordialmente para encontrar el torque requerido para vuelo estacionario, también se puede determinar la altura máxima de los patines durante vuelo estacionario usando el torque disponible como sea requerido. En general, se puede determinar cualquier variable, si se conocen las demás. Además, se pueden determinar los beneficios entre las dos variables. Por ejemplo, a una altitud barométrica, puede usted determinar el peso bruto máximo de acuerdo a los cambios en la temperatura ambiental (FAT).**

(d) *Datos representados con líneas entrecortadas.* Los datos que exceden las condiciones para las cuales se condujeron las pruebas se representan como líneas entrecortadas.

**7-6. BASE DE LOS DATOS.** El tipo de datos usados se indica en la parte inferior de cada gráfica de rendimiento bajo "DATA BASIS". También se provee el número del informe y la fecha. Generalmente, los datos se basan en una de las siguientes cuatro categorías:

(a) *Datos de Vuelo de Prueba.* Datos obtenidos por el personal experimentado de vuelo de prueba, durante un vuelo de prueba del helicóptero, en condiciones precisas usando instrumentos sensitivos y calibrados.

(b) *Datos Derivados de Vuelos de Prueba.* Datos de vuelo de prueba obtenidos en una nave similar, pero no en el mismo modelo y tipo de nave al cual se aplica la gráfica. Generalmente, ya se han realizado correcciones menores.

(c) *Datos Calculados.* Datos basados en pruebas, pero no en el vuelo de prueba de la nave completa.

(d) *Datos Estimados.* Datos basados en estimados, usando las teorías aerodinámicas u otros medios, pero que no han sido verificados durante vuelos de prueba.

**7-7. CONDICIONES ESPECÍFICAS.** Los datos presentados son precisos solamente para las condiciones específicas indicadas bajo el título de cada gráfica. Las variables para las cuales no se ofrecen datos, pero

que pueden afectar esa fase del rendimiento, se explican en el texto. Cuando los datos están disponibles o se pueden hacer estimados razonables, se proporcionará la cantidad en la que cada variable afecta el rendimiento será dada.

**7-8. CONDICIONES GENERALES.** Además de las condiciones específicas, las siguientes condiciones generales son aplicables a los datos de rendimiento:

(a) *Ajustes.* Se asume que todos los controles del fuselaje y del motor se han ajustado dentro de la tolerancia permitida.

(b) *Técnica del piloto.* Se asume el uso de técnica normal del piloto. El movimiento de los controles debe ser suave y continuo.

(c) *Variaciones entre helicópteros.* Existen variaciones en el rendimiento entre distintos helicópteros, sin embargo, se consideran insignificantes y no se pueden considerar individualmente.

(d) *Variación de los instrumentos.* Los datos presentados en las gráficas de rendimiento no toman en cuenta los errores o las fallas de los instrumentos.

(e) *Tipos de Combustible.* Todos los datos de rendimiento de vuelo se basan en combustible JP-4. El cambio en el flujo de combustible y torque disponible, cuando se usa gasolina de aviación JP-5, JP-8 o cualquier otro combustible aprobado, es insignificante.

**7-9. DISCREPANCIA EN EL RENDIMIENTO.** El uso regular de este capítulo le permitirá monitorear los instrumentos y otros sistemas del helicóptero para detectar fallas, comparando el rendimiento actual con el rendimiento planificado. Se obtendrá más conocimiento sobre el efecto de las variables para las cuales no hay datos, de esta manera se aumenta la exactitud de las predicciones de rendimiento.

**7-10. DEFINICIONES DE LAS ABREVIACIONES.**

(a) *A menos que se indique lo contrario,* las abreviaciones y símbolos usados en este manual están de acuerdo con la norma militar estadounidenses MIL-STD-12, la cual es revisada periódicamente para reflejar cambios en el uso de las abreviaciones.

(b) *El uso de letras mayúsculas y de la puntuación varía de acuerdo con el contexto en que se usan.* En general, las abreviaciones con letras minúsculas se usan en el texto, mientras que las usadas en las gráficas e ilustraciones aparecen en letras mayúsculas. Usualmente no se utilizan puntos después de abreviaciones, sin embargo, los puntos se usan cuando las abreviaciones se pueden confundir con palabras completas si se omiten los puntos.

**7-11. CONVERSIÓN DE TEMPERATURAS.** La gráfica de conversión de temperaturas (figura 7-1) está arreglada de tal manera que los grados centígrados pueden ser convertidos rápida y fácilmente con tan sólo leer los grados centígrados y buscar a través de la gráfica por el equivalente en grados Fahrenheit y viceversa.

## SECCIÓN II. TORQUE DISPONIBLE

**7-12. DESCRIPCIÓN.** Las gráficas del torque disponible muestran los efectos de altura y temperatura en el torque del motor.

**7-13. DIFERENCIA EN LAS GRÁFICAS.** Ambas, la altitud barométrica y la temperatura ambiental (FAT) afectan la producción de potencia del motor. La figura 7-2 muestra los datos de potencia disponible al límite de fuerza por 30 minutos en términos del torque disponible de acuerdo con el torquímetro (psi). Note que la capacidad de potencia generada por el motor T-53-L-13 es capaz de exceder los límites estructurales de la transmisión (50 psi calibradas) bajo ciertas condiciones.

(a) La figura 7-2 se aplica para potencia máxima, operación por 30 minutos a 324 rpm del rotor/6600 rpm del motor.

(b) Si la tobera del motor es de tipo antiinfrarrojo, reste 1 pulgada del torque obtenido de la figura 7-2.

**7-14. USO DE LAS GRÁFICAS.** El uso principal de las gráficas es ilustrado por los ejemplos. En general, para determinar la potencia máxima disponible es necesario saber la altura barométrica y la temperatura. El factor de calibración (torque de la placa de datos) que se obtiene de la placa de datos del motor o de los documentos de aceptación de la misma, es la presión de

torque indicada a 1125 pies-libras, medidas en el eje de salida del motor, y se usa para corregir el error del sistema indicador del torque de cada motor.

#### NOTA

**Los valores determinados del torque disponible no son límites. Se puede usar cualquier torque que pueda ser logrado, sin exceder los límites del motor, la transmisión u otros límites.**

**7-15. CONDICIONES.** La gráfica (figura 7-2) está basada en velocidades de revoluciones de 324 rotor/6600 turbina, con combustible JP4. El uso de gasolina de aviación no influirá en la potencia del motor. Se proveen todos los valores del torque disponible con el calentador de aire sangrado de la cabina y el antihielo apagados. Disminuya 1.4 psi de torque de la potencia disponible, si el calentador de aire sangrado está en uso y 2.1 psi de torque si el antihielo está encendido. Disminuya 3.5 de torque disponible si ambos, el calentador de aire sangrado y el sistema antihielo, están en operación.

### SECCIÓN III. VUELO ESTACIONARIO

**7-16. DESCRIPCIÓN.** Las gráficas de vuelo estacionario (figura 7-3, hojas núm. 1 y 2) muestran el techo y el torque requerido para vuelo estacionario con respecto a diferentes altitudes barométricas, temperaturas ambientales, peso bruto y altura de los patines. La altura máxima de los patines durante vuelo estacionario también puede ser obtenida usando el torque disponible en la figura 7-2.

**7-17. USO DE LAS GRÁFICAS.** Los ejemplos en las gráficas ilustran el uso principal de las gráficas de vuelo estacionario. En general, para determinar el techo de vuelo estacionario o el torque requerido para el vuelo estacionario, es necesario saber la altitud barométrica, la temperatura, el peso bruto y la altura de los patines sobre el suelo deseada. Además de su uso principal, la gráfica de vuelo estacionario (hoja núm. 2) también se puede usar para determinar la altura máxima de vuelo estacionario predeterminado, la cual es necesaria para usar la gráfica de despegue (figura 7-5).

#### 7-18. MARGEN DE CONTROL

(a) La hoja núm. 1 de las gráficas del margen de control (figura 7-4) muestra la velocidad máxima del viento cruzado del lado derecho que se puede alcanzar y manteniendo aún el control direccional como una función de la altitud barométrica, temperatura y peso bruto. La hoja núm. 2 de la gráfica del margen de control (figura 7-4) muestra las combinaciones de la velocidad del viento relativo y el acimut que puede resultar en control direccional y longitudinal marginal.

(b) El uso de las gráficas de margen de control es ilustrado con ejemplos en la hoja núm. 1. Un margen de 10% de control direccional (pedal derecho completamente al fondo hasta pedal izquierdo completamente al fondo) se considera como un margen adecuado durante vuelo estacionario. La parte sombreada en la hoja núm. 1 indica las condiciones donde el margen de control direccional puede ser menor de 10% en condiciones de viento calmado durante vuelo estacionario. El área sombreada en la hoja núm. 2 titulada DIRECTIONAL indica las condiciones donde el margen de control direccional puede ser menor de 10% para los componentes de viento cruzado en exceso de esos determinados en la hoja núm.1. El área sombreada en la hoja núm. 2 titulada LONGITUDINAL indica las condiciones de los vientos donde el control longitudinal puede ser menor del 10%. Estas gráficas están basadas solamente en el margen de control.

#### 7-19. CONDICIONES

(a) Las gráficas para vuelo estacionario se basan en condiciones de viento calmado, en superficie de terreno nivelado y a 324 RPM del rotor.

(b) Las gráficas del margen de control se usan para determinar si habrá un margen de control adecuado disponible para vuelo estacionario en efecto de tierra y fuera del efecto de tierra en viento o velocidad traslacional baja.

(c) Las cartas de vuelo estacionario no cuentan para efectos de un dispositivo supresor infrarrojo. La carta de techo de vuelo estacionario (Fig. 7-3, Hoja 1) no se puede usar si hay un supresor infrarrojo instalado.

El Supresor de Calor IR crea una baja en la carga de aproximadamente 140 libras.

(d) Para el Supresor de Calor IR:

(1) Para determinar el torque requerido para vuelo estacionario, entre a la carta de potencia requerida para vuelo estacionario (Fig. 7-3, Hoja 2) a un peso bruto de 140 libras más que el peso bruto real.

(2) Para predeterminar la altura máxima de vuelo estacionario, primero reste una psi de la potencia disponible (Fig. 7-2); luego aumente el peso bruto de vuelo estacionario por 140 libras. Utilice esta potencia disponible y el peso bruto en la carta de potencia requerida para vuelo estacionario de la carta (Fig. 7-3, Hoja 2).

(3) Para determinar el peso bruto máximo, primero reste una pulgada de la potencia disponible (Fig. 7-2); luego disminuya el peso bruto determinado en la carta de Potencia Requerida para Vuelo Estacionario (Fig. 7-3, Hoja 2) por 140 libras.

e. Con la capa de protección contra erosión de la pala del rotor y la cinta de poliuretano instalada, será necesario efectuar las siguientes correcciones: Anada 1 psi al torque requerido para vuelo estacionario, para OGE (fuera del efecto de tierra y IGE (en efecto de tierra), según determinado de la Figura 7-3 (Hoja 2). En la Figura 7-3 (Hoja 1), reste 100 libras del peso bruto máximo para vuelo estacionario. Cuando determine la altura máxima de las ruedas para vuelo estacionario, entre a la carta al peso bruto más 100 libras.

## SECCIÓN IV. DESPEGUE

**7-20. DESCRIPCIÓN.** La gráfica de despegue (figura 7-5) muestra las distancias requeridas para librar obstáculos de varias alturas, se basan en la capacidad del helicóptero para efectuar vuelo estacionario a diferentes alturas. La cuadrícula de la parte superior de la gráfica, presenta información para el ascenso a una velocidad **INDICADA** constante. Las dos cuadrículas inferiores presentan información para ascenso a varias velocidades **VERDADERAS**. La figura 7-5, hoja núm. 1, está basada en la técnica de aceleración nivelada, la hoja núm. 2 está basada en el ascenso y aceleración desde una altura de los patines de 3 pies y la hoja núm. 3 está basada en una aceleración nivelada desde una altura de los patines de 15 pies.

### NOTA

Las alturas del vuelo estacionario en las gráficas presentan solamente una medida de la capacidad del helicóptero para ascender y no implican que una altura más alta que la normal para vuelo estacionario se debe de usar durante el despegue actual.

**7-21. USO DE LAS GRÁFICAS.** El ejemplo en las gráficas ilustra el uso principal de las mismas. La consideración principal para el rendimiento del helicóptero durante el despegue es la altura de los patines a la que se puede hacer el vuelo estacionario el cual incluye los efectos de la altitud barométrica, la temperatura ambien-

tal, el peso bruto y el torque. La altura de los patines a la que podemos efectuar vuelo estacionario se determina usando la gráfica de vuelo estacionario, figura 7-3. Para verificar la capacidad de vuelo se puede efectuar un chequeo de vuelo estacionario. Si hay vientos, el chequeo puede revelar que el helicóptero puede efectuar el vuelo estacionario a una altura más alta que el valor calculado, ya que la gráfica de vuelo estacionario está basada en condiciones de viento calmado.

### 7-22. CONDICIONES.

(a) *Vientos.* La gráfica de despegue está basada en condiciones de viento calmado. Debido a que la dirección y velocidad de los vientos en la superficie no se puede pronosticar con exactitud, toda planificación de despegue se debe basar en condiciones de viento calmado. El despegue contra cualquier viento predominante mejorará el rendimiento del helicóptero durante el despegue.

### ADVERTENCIA

Un viento de cola durante el despegue y ascenso aumentará la distancia requerida para librar los obstáculos y puede prevenir que se efectúe un despegue con éxito.

(b) Regulación de la potencia. Todos los datos de rendimiento del despegue están basados en el torque

usado para determinar la capacidad para vuelo estacionario en la figura 7-3.

## SECCIÓN V. VUELO DE CRUCERO

**7-23. DESCRIPCIÓN.** Las gráficas de vuelo de crucero (figura 7-6, hojas núm. 1 hasta núm. 24) muestran la presión del torque y las RPM del motor requeridas para el vuelo nivelado a varias altitudes barométricas, velocidades aéreas, pesos brutos y flujos del combustible.

### NOTA

Las gráficas de vuelo de crucero están agrupadas en orden de acuerdo con la FAT. La figura 7-6, hojas núm. 1 hasta núm. 24, están basadas en operación con una configuración limpia. Cada gráfica tiene una línea entrecortada que representa una superficie plana de resistencia de 10 pies cuadrados. Esto permite una determinación rápida de la psi Delta para otras configuraciones además de la lisa.

### 7-24. USO DE LAS GRÁFICAS.

#### PRECAUCION

Vuelo de crucero está limitado de 319 a 324 RPM del rotor (6500 a 6600 RPM del motor). Se recomienda el vuelo de crucero a 324 RPM del rotor/6600 RPM del motor. Los datos de la gráfica del vuelo de crucero para velocidad verdadera sobre 40 nudos está basado en 314 RPM del rotor/6400 RPM del motor. A menos que la gráfica de vuelo de crucero este revisada, se tendrá que efectuar la planificación de rendimiento usando los procedimientos y las correcciones del torque que se encuentran en la Tabla 7-1. Estas restricciones no aplican cuando hay palas del rotor principal de materiales mixtos (CB) instaladas.

El uso principal de las gráficas está ilustrado en los ejemplos dados en la figura 7-6. El primer paso para el uso de estas gráficas es el de seleccionar la gráfica correcta, de acuerdo con la resistencia de la configuración del helicóptero, la altitud barométrica y la tempe-

ratura ambiental pronosticada. Para referencia, use el índice del capítulo 7 (párrafo 7-2). Normalmente se puede obtener suficiente exactitud seleccionando la gráfica mas cercana a la altitud de crucero planeada y la FAT o la altitud siguiente más alta y la FAT. Si se requiere mayor exactitud, será necesario interpolar entre las altitudes y/o temperaturas. Usted puede empezar en las gráficas en cualquier parte: TAS (velocidad aérea verdadera), IAS (velocidad aérea indicada), presión del torque, o flujo del combustible, después muévase verticalmente u horizontalmente al peso bruto, luego hacia los otros tres parámetros. Las condiciones de máximo rendimiento son determinadas usando la gráfica donde las líneas de máximo alcance o máxima duración y régimen de ascenso interceptan el peso bruto apropiado; entonces lea la velocidad, el flujo de combustible y la presión del torque. Por conservatismo use el peso bruto al principio del vuelo de crucero. En vuelos largos, para obtener mayor exactitud, es preferible determinar la información para vuelo de crucero para varios segmentos del vuelo, permitiendo el cálculo tomando en cuenta la disminución del peso del combustible (reducción del peso bruto). Los datos para el rendimiento estimado son dados para condiciones de vuelo estacionario, velocidad aérea verdadera = 0 en la figura 7-6, sin embargo los datos de rendimiento durante vuelo estacionario presentados en la figura 7-3 son más exactos y deben usarse durante el planeamiento del rendimiento crítico del vuelo estacionario. Los siguientes parámetros contenidos en cada gráfica, son explicados con más detalles en lo siguiente:

(a) *Velocidad.* Velocidades aéreas verdadera e indicada están representadas a lados opuestos de cada gráfica. En cualquier gráfica, la velocidad aérea indicada puede ser directamente convertida a velocidad aérea verdadera (o viceversa) leyendo directamente a través de la gráfica sin poner atención a otra información en la gráfica. Los límites de la velocidad máxima de nunca exceder (Vne), aparecen en algunas de las gráficas. Si ésta línea no aparece, la Vne esta por encima de los límites de la gráfica.

(b) *Presión del Torque (psi).* Ya que la altitud de presión y la temperatura son fijas para cada gráfica, la presión del torque varía de acuerdo con el peso bruto, velocidad aérea y si el aire sangrado esta prendido o apagado. Vea el párrafo 7-15 para los efectos del calentador del aire sangrado y del descongelador.

### NOTA

Los valores del torque disponible determinado, no son límites. Cualquier cantidad de torque que pueda ser alcanzada, sin exceder los límites del motor, la transmisión u otros límites, se puede utilizar.

(c) *Flujo de Combustible.* Las escalas de flujo de combustible están en el lado opuesto a las escalas para la presión del torque. En cualquier gráfica, la presión de torque puede ser convertida directamente a flujo de combustible sin poner atención a cualquier otra información en la gráfica. Todas las computaciones para flujos de combustible están basadas en que el calentador de aire sangrado y el descongelador se encuentran apagados. Anada un 2% al flujo de combustible (aproximadamente 14 libras/hora) si se enciende el calentador de aire sangrado, y aumente un 3% (aproximadamente 21 libras/hora), si se enciende el descongelador. Si ambos están encendidos al mismo tiempo, anada 5% al flujo de combustible (aproximadamente 35 libras/hora) en los valores de las gráficas.

(d) *Máximo alcance.* Las líneas de máximo alcance indican las combinaciones de peso y velocidad aérea que producirán el vuelo de máximo alcance por galón de combustible bajo condiciones de cero viento. Cuando la condición de máximo alcance no aparece en la gráfica es porque la velocidad de máximo alcance está más allá de la  $V_{ne}$ ; en tal caso, use la  $V_{ne}$  de crucero para obtener la velocidad para el máximo alcance.

(e) *Máxima Autonomía y Régimen de Ascenso.* Las líneas de máxima autonomía y régimen de ascenso indican la velocidad a la cual la presión del torque mínima es requerida para mantener vuelo nivelado de acuerdo con el peso bruto, FAT y la altitud barométrica. Ya que la presión mínima de torque nos proporcionará el flujo mínimo de combustible, la máxima autonomía será alcanzada a las velocidades indicadas.

**7-25. CONDICIONES.** Las gráficas de vuelo de crucero están basadas en operaciones a 324 RPM rotor/6600 RPM turbina por debajo de 40 KTAS, y 314 RPM rotor/6400 RPM turbina para velocidades aéreas verdaderas sobre 40 KTS. Con la capa de protección contra erosión de las palas del rotor y la cinta de poliuretano instalada, anada 2 psi al torque requerido obtenido de la Figura 7-6.

## SECCIÓN VI. RESISTENCIA

**7-26. DESCRIPCIÓN.** La gráfica de resistencia (figura 7-7, Hoja 1 de 2)) muestra las configuraciones autorizadas o los cambios equivalentes de un área de resistencia plana para usar en caso de modificaciones adicionales del helicóptero. No hay aumento de la resistencia si se vuela con las puertas de carga completamente abiertas. La porción superior izquierda de la figura 7-7, Hoja 2 de 2 hojas, presenta las áreas de resistencia de las cargas externas típicas como una función del área de carga frontal. El balance de las gráficas muestra la potencia (torque) adicional que se requiere durante vuelo nivelado debido al aumento de la resistencia causada por las cargas externas, modificaciones del helicóptero o configuraciones autorizadas. El supresor de calor infrarrojo tiene una resistencia aerodinámica de dos pies cuadrados.

**7-27. USO DE LAS GRÁFICAS.** El uso principal de la gráfica está ilustrado en el ejemplo. Para determinar el cambio en torque, es necesario conocer el cambio en el área de resistencia, la velocidad verdadera, la altitud de

presión y la temperatura ambiental. Comience en la gráfica entrando el cambio de resistencia conocido, muévase hacia la derecha a TAS, muévase hacia abajo a la altitud barométrica, muévase hacia la izquierda a FAT, luego muévase hacia abajo y lea el cambio en torque. Además, si comenzamos en la dirección contraria, el cambio en el área de resistencia puede ser encontrado si sabemos el cambio en torque. Esta gráfica se usa para ajustar el torque apropiado y el flujo de combustible en las gráficas de vuelo de crucero debido a cambios equivalentes con el área de resistencia en superficie plana (UF). Para áreas frontales que excedan los valores en la figura 7-7 (Hoja 2 de 2), use un valor menor y multiplique, Ejemplo: 36 pies cuadrados = 9 pies cuadrados x 4.

**7-28. CONDICIONES:** La gráfica de resistencia se basa en 314 RPM del rotor/6400 RPM del motor.

## SECCIÓN VII ASCENSO-DESCENSO

**7-29. DESCRIPCIÓN.**

La gráfica de ascenso/descenso figura 7-8, muestra el cambio en torque (por encima o debajo del torque requerido durante vuelo nivelado bajo el mismo peso bruto y las mismas condiciones atmosféricas), para obtener un régimen dado de ascenso o descenso.

censo), el que se ha obtenido de la gráfica de vuelo de crucero apropiada para obtener el valor completo del torque requerido para el ascenso o descenso.

(b) Empezando en la parte inferior de la cuadrícula, con el cambio predeterminado de torque, moviéndose hacia arriba a la línea de peso bruto y luego hacia la izquierda, el régimen correspondiente de ascenso o descenso se puede obtener de esta manera.

**7-30. USO DE LA GRÁFICA.**

Ascenso-Descenso. Los usos principales de cada gráfica son demostrados en los ejemplos en la gráfica.

**7-31. CONDICIONES.**

Ascenso-descenso. La gráfica de ascenso/descenso está basada en el uso de revoluciones constantes del rotor y del motor. El régimen de ascenso (descenso) está presentado para condiciones constantes establecidas y una pérdida de RPM podría aumentar (disminuir) el régimen de ascenso (descenso) mostrado.

(a) El cambio de torque obtenido en la cuadrícula debe de ser anadido al torque requerido para mantener vuelo nivelado (para el ascenso) o substraído del torque requerido para mantener vuelo a nivel (para el des-

**SECCIÓN VIII. FLUJO DE COMBUSTIBLE**

El flujo de combustible para las condiciones de crucero.

**7-32. DESCRIPCIÓN.**

(a) La gráfica del flujo de combustible (figura 7-9) muestra el flujo de combustible a velocidad de marcha lenta y a 324 RPM del rotor/6600 RPM del motor.

En la línea apropiada, muévase hacia abajo y lea el flujo de combustible en la escala correspondiente a la condición de vuelo crucero.

(b) El flujo de combustible con respecto a torque, muestra el flujo de combustible en libras por hora con respecto a el torquímetro en psi para altitudes barométricas desde el nivel del mar hasta 14,000 pies y 0° temperatura ambiental.

(b) El flujo de combustible aumentará alrededor del 2% si se usa el calentador del aire sangrado y 3% si se prende el deshielo (DE ICE). Cuando ambos sistemas están prendidos, el flujo aumenta 5%. También una perdida en el alcance y autonomía debe de ser considerada cuando se usa la gráfica de vuelo de crucero. Una regla general bastante correcta para corregir el flujo de combustible por otras temperaturas fuera de 0° C FAT es el de aumentar (disminuir) el flujo de combustible 1% por cada 10° C de aumento (o disminución) de la temperatura ambiental.

**7-33. USO DE LAS GRÁFICAS.**

(a) El uso principal de la gráfica del flujo de combustible a marcha lenta esta ilustrado en el ejemplo. Para determinar el flujo de combustible a marcha lenta es necesario conocer las condiciones durante la marcha lenta, la altura barométrica, y la temperatura ambiental. Para comenzar, entre en la altitud de presión, muévase hacia la derecha hasta el FAT (temperatura ambiental) en la cuadrícula apropiada, muévase hacia abajo y lea el flujo de combustible en la escala correspondiente a la condición. Refiérase a las cartas de crucero para

**7-34 CONDICIONES.**

Estas gráficas están basadas en el uso de combustible JP4. El cambio de flujo de combustible, cuando se usan otros combustibles son insignificantes.

**Tabla 7-1. Corrección de Torque (Hoja 1 de 4).**

Para determinar los datos de rendimiento del vuelo de crucero para 324 RPM del rotor/6600 RPM de turbina a velocidades por encima de los 40 nudos (KTAS), siga las instrucciones en el párrafo 7-24 excepto:

- a. Anada la corrección apropiada de torque de esta tabla a los valores del torque calibrado determinados en la intersección de las líneas de velocidad y peso bruto en la parte superior (6400 RPM de turbina) de la gráfica del vuelo de crucero.
- b. Determine el flujo de combustible correspondiente al torque corregido requerido, de la parte inferior (6600 RPM de turbina) de la gráfica del vuelo de crucero.
- c. Determine el torque continuo disponible (CONT TRQ AVAIL) y torque disponible 30 minutos (Torque por 30 Minutos) de la parte inferior (6600 RPM de turbina) de la gráfica del vuelo de crucero.

### EJEMPLO

#### DESEADO

La velocidad para máximo alcance.  
Torque requerido calibrado y flujo de combustible al máximo alcance.

#### CONOCIDO

324 RPM del Rotor/6600 RPM de Turbina.  
Configuración lisa.  
Temperatura ambiental (FAT) = -30° C  
Altitud barométrica = 8000 pies.  
Peso bruto = 8500 libras.  
Tubo pitot en el techo.

#### METODO

Localicé (-30° C FAT, 8000 pies) en la gráfica (figura 7-6 hoja núm. 3 de 24).  
Encuentre la intersección de la líneas de 8500 libras de peso bruto y del máximo alcance.  
Para leer la velocidad de Máximo Alcance:  
Muévase a la derecha, lea la velocidad aérea verdadera (TAS) = 105.3 nudos.  
Muévase a la izquierda, lea la velocidad aérea indicada (IAS) = 102.3  
Para leer torque calibrado requerido a 314 RPM de Rotor/6400 RPM de turbina:  
Muévase hacia abajo, lea el torque = 41.2 PSI  
Para corregir el torque requerido para 6600 RPM de Turbina:  
De la tabla de la hoja núm. 3 (8000 pies -30° C) @ 8500 libras de peso bruto.  
Para 90 nudos de velocidad aérea verdadera (KTAS), corrección de torque = 3.5 PSI.  
Para 110 KTAS, Corrección de torque = 5.7 PSI.  
Interpolar para 105.3 KTAS, corrección de torque = 5.2 PSI.  
Torque corregido requerido = 41.2 PSI + 5.2 PSI = 46.4 PSI.  
Para determinar el flujo de combustible:  
Comience con la figura 7-6, hoja núm. 3 de 24 a 46.4 PSI de torque. Muévase hacia abajo y lea el flujo de combustible = 614 Libras/hora.

Tabla 7-1. Corrección de Torque (Hoja 2 de 4).

		CORRECCION DE TORQUE - PSI							
(-30°C FAT)		HOJA 1		HOJA 2		HOJA 3		HOJA 4	
GW-LB	KTAS	SL	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000
5500	50	NA	NA	NA	2.4	2.2	2.1	1.9	1.8
	70	NA	NA	NA	2.8	2.6	2.4	2.2	2.2
	90	NA	NA	NA	3.5	3.4	3.2	3.0	2.9
	110	NA	NA	NA	5.9	5.5	5.2	4.9	4.5
6500	50	3.0	2.8	2.6	2.4	2.2	2.2	2.1	1.9
	70	3.3	3.2	3.1	2.9	2.6	2.5	2.4	2.3
	90	4.3	4.1	3.9	3.7	3.5	3.4	2.9	2.9
	110	7.3	6.9	6.4	6.1	5.6	5.3	4.5	4.6
7500	50	3.1	2.9	2.6	2.5	2.3	2.3	1.7	1.4
	70	3.5	3.3	3.0	3.0	2.8	2.7	2.2	2.2
	90	4.5	4.3	4.1	3.9	3.4	3.3	2.9	2.7
	110	7.4	7.0	6.5	6.2	5.3	5.3	4.7	4.7
8500	50	3.0	2.9	2.7	2.6	2.3	1.8	1.1	0.8
	70	3.5	3.4	3.3	3.1	2.8	2.6	1.8	1.1
	90	4.6	4.4	4.0	3.7	3.5	3.2	1.9	0.8
	110	7.5	7.1	6.4	6.0	5.7	5.5	2.6	0.6
9500	50	3.1	3.0	2.9	2.1	1.7	1.1	0.1	-1.8
	70	3.8	3.5	3.4	2.8	2.8	1.9	-0.6	-2.3
	90	4.9	4.2	4.2	3.5	3.5	2.0	-2.4	-1.5
	110	7.7	6.6	6.7	6.0	5.9	2.5	-4.8	1.4
[-15°C FAT]		HOJA 5		HOJA 6		HOJA 7		HOJA 8	
GW-LB	KTAS	SL	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000
5500	50	NA	NA	1.3	1.2	1.1	1.0	1.0	1.0
	70	NA	NA	1.9	1.7	1.7	1.5	1.5	1.3
	90	NA	NA	2.6	2.5	2.3	2.2	2.1	1.9
	110	NA	NA	3.0	2.9	2.6	2.4	2.3	2.0
6500	50	1.5	1.4	1.3	1.2	1.1	1.1	1.0	0.5
	70	2.2	2.1	1.9	1.7	1.7	1.6	1.5	1.3
	90	3.0	2.9	2.7	2.5	2.4	2.2	2.1	1.8
	110	3.5	3.3	3.1	2.8	2.7	2.3	2.2	1.8
7500	50	1.6	1.4	1.3	1.3	1.2	0.7	0.7	0.3
	70	2.2	2.0	2.0	1.9	1.8	1.6	1.6	0.6
	90	3.2	2.9	2.8	2.6	2.4	2.1	2.0	0.9
	110	3.6	3.3	3.2	2.7	2.5	2.2	2.1	-0.5
8500	50	1.6	1.5	1.4	1.1	0.7	0.5	0.5	-0.9
	70	2.3	2.2	2.1	1.9	1.7	1.2	0.8	-1.4
	90	3.3	3.1	2.8	2.6	2.2	1.6	1.3	-3.2
	110	3.6	3.3	2.8	2.7	2.3	0.8	-0.2	-7.5
9500	50	1.6	1.4	0.8	0.9	0.4	-0.1	-0.8	-7.5
	70	2.3	2.3	2.0	2.0	0.8	-0.2	-1.2	-6.6
	90	3.2	3.1	2.6	2.6	1.2	-0.8	-2.9	-6.8
	110	3.2	3.1	2.7	2.7	-0.7	-3.8	-7.2	-6.9

Tabla 7-1. Corrección de Torque (Hoja 3 de 4).

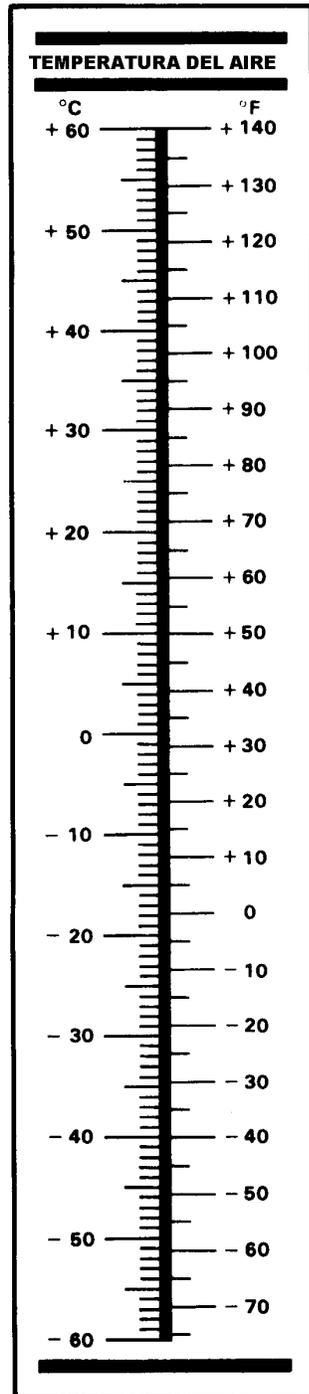
		CORRECCION DE TORQUE - PSI								
[0°C FAT]		HOJA 9		HOJA 10		HOJA 11		HOJA 12		
GW-LB	KTAS	SL	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	
5500	50	NA	NA	1.1	1.1	1.0	0.9	0.9	0.8	
	70	NA	NA	1.2	1.1	1.1	1.0	0.9	0.8	
	90	NA	NA	1.4	1.3	1.2	1.1	1.1	1.0	
	110	NA	NA	2.5	2.3	2.1	2.0	1.9	1.6	
6500	50	1.4	1.3	1.1	1.2	1.1	0.9	0.7	0.6	
	70	1.4	1.3	1.2	1.2	1.1	0.9	0.8	0.8	
	90	1.6	1.5	1.4	1.4	1.2	1.2	0.9	0.9	
	110	2.9	2.7	2.5	2.4	2.1	2.0	1.8	1.6	
7500	50	1.3	1.3	1.2	1.1	0.9	0.7	0.4	0.4	
	70	1.4	1.4	1.3	1.1	1.0	0.8	0.2	0.0	
	90	1.6	1.6	1.4	1.3	1.2	0.9	0.3	0.0	
	110	3.0	2.7	2.5	2.3	2.1	1.9	0.5	-0.1	
8500	50	1.4	1.3	1.1	0.7	0.7	0.4	-0.5	-3.0	
	70	1.5	1.3	1.2	0.9	0.8	0.1	-1.5	-3.8	
	90	1.7	1.5	1.5	1.0	0.8	0.1	-3.8	-5.9	
	110	3.0	2.5	2.5	2.1	1.8	0.0	-4.9	-8.8	
9500	50	1.3	1.0	0.8	0.5	0.4	-0.8	-6.9	NA	
	70	1.4	1.2	1.1	0.3	0.0	-2.0	-7.3	NA	
	90	1.6	1.3	1.2	0.3	-0.3	-5.3	-8.5	NA	
	110	2.8	2.6	2.4	0.4	-0.4	-6.3	-15.4	NA	
(15°C FAT)		HOJA 13		HOJA 14		HOJA 15		HOJA 16		
GW-LB	KTAS	SL	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	
5500	50	NA	0.7	0.7	0.6	0.6	0.7	0.6	0.5	
	70	NA	0.9	0.9	0.8	0.7	0.7	0.6	0.5	
	90	NA	1.0	1.1	0.9	0.9	0.8	0.8	0.7	
	110	NA	0.9	0.9	0.9	0.8	0.8	0.8	0.8	
6500	50	0.8	0.7	0.7	0.8	0.7	0.6	0.4	0.2	
	70	1.0	1.0	0.9	0.9	0.6	0.5	0.4	0.1	
	90	1.2	1.1	1.0	0.9	0.9	0.8	0.6	0.3	
	110	1.1	1.0	1.0	0.9	0.8	0.8	0.6	-0.3	
7500	50	0.9	0.9	0.8	0.7	0.4	0.4	0.1	-1.0	
	70	1.1	1.0	0.7	0.7	0.5	0.2	-0.2	-1.7	
	90	1.2	1.1	1.0	1.0	0.6	0.5	-0.1	-4.2	
	110	1.1	1.0	0.9	1.1	0.7	0.1	-1.2	-6.7	
8500	50	0.9	0.8	0.6	0.5	0.0	-0.5	-1.3	-7.3	
	70	0.9	0.8	0.6	0.5	-0.3	-0.9	-2.0	-7.1	
	90	1.1	1.2	0.8	0.8	-0.1	-2.0	-5.0	-7.9	
	110	1.0	1.1	0.8	0.8	-1.5	-4.0	-8.2	-19.6	
9500	50	0.8	0.6	0.4	0.0	-1.4	-4.9	NA	NA	
	70	0.7	0.6	0.2	-0.2	-2.2	-5.2	NA	NA	
	90	1.2	0.8	0.4	0.0	-5.4	-7.3	NA	NA	
	110	1.2	0.9	-0.2	-1.5	-8.7	-15.2	NA	NA	

Tabla 7-1. Corrección de Torque (Hoja 4 de 4).

CORRECCION DE TORQUE - PSI										
[30°C FAT]		HOJA 17		HOJA18		HOJA 19		HOJA 20		
GW-LB	KTAS	SL	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	
5500	50	0.5	0.5	0.5	0.5	0.6	0.5	0.5	0.3	0.3
	70	0.8	0.7	0.7	0.6	0.6	0.5	0.3	0.3	
	90	0.5	0.5	0.4	0.3	0.3	0.2	0.3	0.1	
	110	0.8	0.8	0.8	0.7	0.7	0.7	0.7	0.6	
6500	50	0.6	0.6	0.7	0.5	0.5	0.3	0.4	0.0	
	70	0.7	0.7	0.6	0.5	0.4	0.4	0.3	-0.2	
	90	0.6	0.4	0.3	0.3	0.4	0.1	0.1	-0.6	
	110	1.0	0.9	0.8	0.8	1.0	0.6	0.5	-0.9	
7500	50	0.9	0.7	0.6	0.5	0.4	-0.1	-0.6	-1.6	
	70	0.8	0.5	0.5	0.4	0.3	-0.3	-0.9	-2.0	
	90	0.3	0.3	0.4	0.1	0.2	-0.7	-2.7	-5.1	
	110	0.9	1.0	1.0	0.8	0.7	-1.1	-2.8	-7.4	
8500	50	0.7	0.6	0.5	0.1	0.0	-1.6	-6.3	NA	
	70	0.5	0.4	0.4	0.0	-0.1	-2.1	-6.0	NA	
	90	0.4	0.3	0.2	-0.4	-0.7	-5.7	-7.9	NA	
	110	1.2	1.0	0.7	-0.6	-1.1	-8.0	-16.3	NA	
9500	50	0.5	0.5	-0.1	-1.0	-2.2	-8.3	NA	NA	
	70	0.4	0.5	-0.3	-1.3	-2.7	-7.7	NA	NA	
	90	0.1	0.2	-0.8	-3.9	-6.6	-9.3	NA	NA	
	110	0.8	0.8	-1.3	-5.4	-9.7	-21.5	NA	NA	
[45°C FAT]		HOJA 21		HOJA 22		HOJA 23		HOJA 24		
GW-LB	KTAS	SL	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	
5500	50	0.5	0.5	0.5	0.6	0.5	0.4	0.3	0.2	
	70	0.4	0.5	0.4	0.3	0.3	0.1	0.2	0.1	
	90	0.5	0.5	0.3	0.2	0.2	0.3	0.3	0.1	
	110	0.3	0.3	0.3	0.3	0.4	0.4	0.3	0.0	
6500	50	0.6	0.6	0.5	0.4	0.3	0.2	-0.1	-0.3	
	70	0.5	0.4	0.3	0.2	0.2	0.1	-0.3	-0.6	
	90	0.3	0.2	0.2	0.4	0.3	0.1	-0.4	-1.3	
	110	0.3	0.4	0.4	0.4	0.3	0.0	-1.1	-2.5	
7500	50	0.6	0.4	0.4	0.3	0.0	-0.1	-1.5	-5.9	
	70	0.3	0.2	0.3	0.2	-0.2	-0.2	-2.1	-5.7	
	90	0.3	0.4	0.4	0.1	-0.4	-0.6	-5.0	-6.9	
	110	0.4	0.5	0.3	0.0	-0.9	-1.5	-7.9	-14.7	
8500	50	0.5	0.3	0.2	-0.2	-1.4	-3.6	7.2	NA	
	70	0.3	0.2	0.1	-0.3	-1.9	-3.9	8.0	NA	
	90	0.5	0.1	0.0	-0.8	-4.4	-6.4	11.0	NA	
	110	0.6	0.0	-0.3	-1.8	-7.2	-11.7	NA	NA	
9500	50	0.4	-0.1	-0.4	-1.9	-7.7	NA	NA	NA	
	70	0.2	-0.4	-0.6	-2.6	-7.5	NA	NA	NA	
	90	0.3	-0.7	-1.4	-6.3	-8.8	NA	NA	NA	
	110	0.1	-1.6	-2.8	-10.0	-18.8	NA	NA	NA	

INTENCIONALMENTE EN BLANCO

CONVERSION DE TEMPERATURA



Fig

e Temperatura

TORQUE MAXIMO DISPONIBLE (LIMITE DE 30 MINUTOS)  
DESHIELO Y AIRE SANGRADO APAGADOS

324 RPM/6600 RPM TURBINA

**EJEMPLO**

**DESEADO**

Torque indicado  
 Torque Calibrado

**CONOCIDO**

Altitud barométrica  
 10,000 pies  
 Temperatura (OAT) 15°C  
 Factor de Calibración 66.0

**METODO**

Comience con la temperatura.  
 Muévase a la derecha hasta la altitud barométrica.  
 Muévase hacia abajo hasta el factor de calibración.  
 Muévase a la izquierda y lea el torque indicado 39 PSI.  
 Para obtener el torque calibrado continúe hacia abajo a través del factor de calibración y lea el torque calibrado = 36.0 PSI.

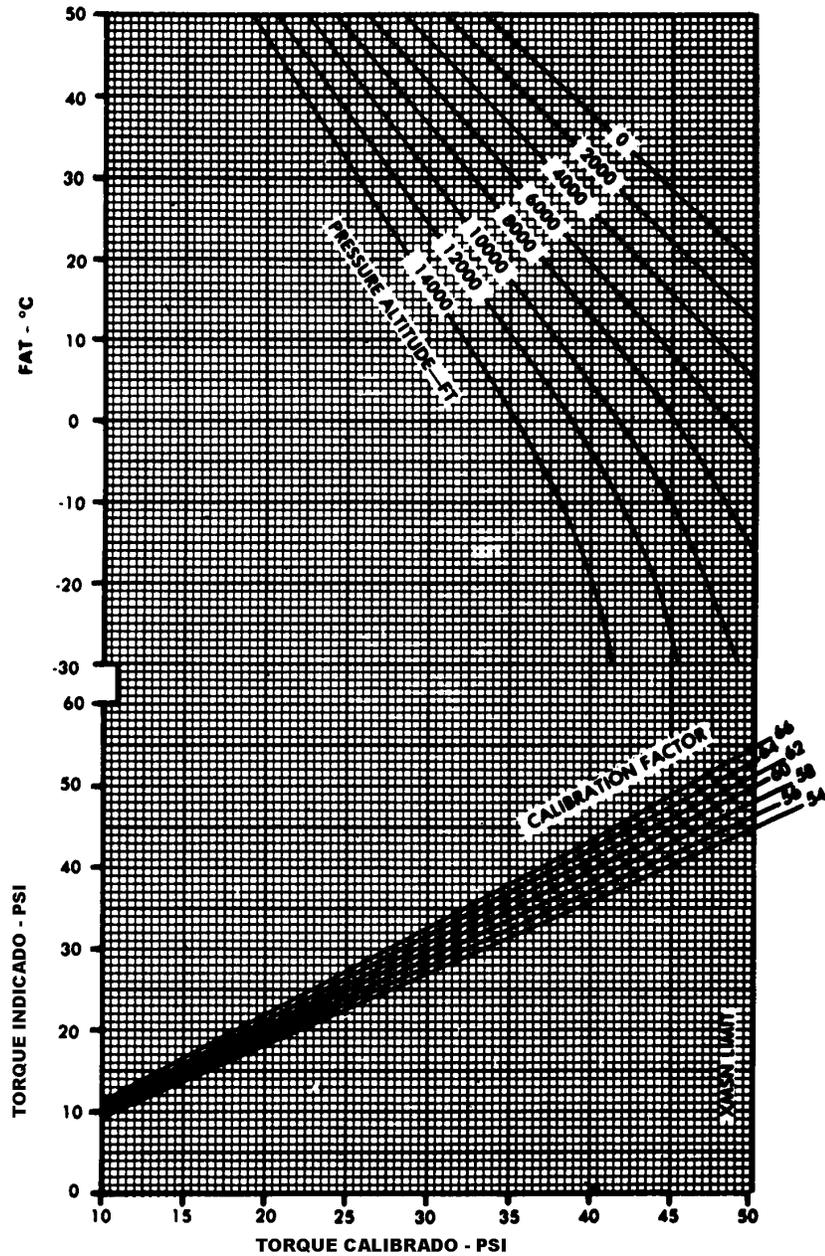


Figura 7-2. Torque

Máximo Disponible (Límite de 30 minutos)

TECHO VUELO ESTACIONARIO  
 TORQUE MAXIMO DISPONIBLE (30 MINUTOS)  
 324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA

**EJEMPLO**

**DESEADO**

Peso bruto para vuelo estacionario

**CONOCIDO**

Altitud barométrica = 10600 pies

FAT = 10°C

Altura del patines = 2 pies

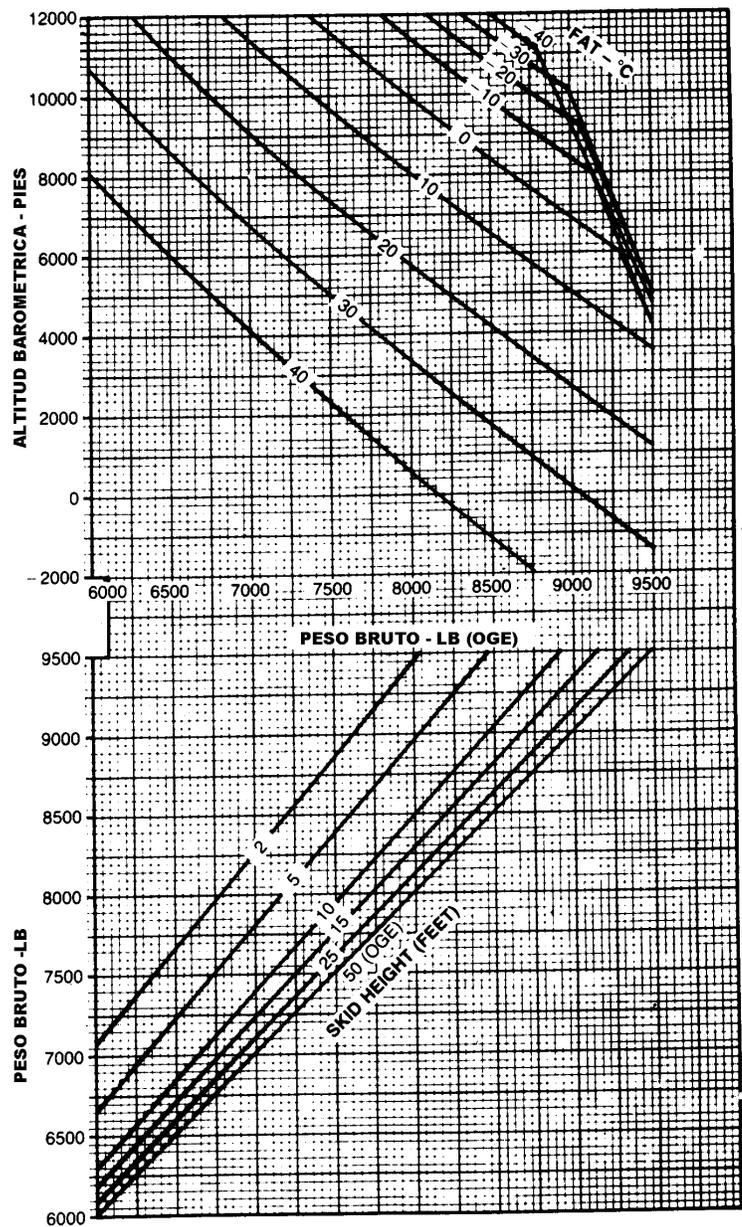
**METODO**

Comience con la altitud barométrica, muévase a la derecha a la FAT, muévase hacia abajo a la altura de los patines, muévase a la izquierda y lea el peso bruto para vuelo estacionario = 8500 libras.

**TABLA DE CORRECCION:**

CORRECCION DE TORQUE - PSI				
FAT	20	30	40	50
0°C	.2	.3	.4	.5
-20°C	.4	.6	.8	1.0
-40°C	1.4	2.1	2.8	3.5
-50°C	2.4	3.6	4.8	6.0
-60°C	4.0	6.0	8.0	10.0

\* Cuando se opere a, o menos de 0° C aumente el torque calibrado determinado desde la Hoja 2 por la cantidad demostrada en la tabla para determinar el torque requerido. Vea ejemplo en la Hoja 2.



**Figura 7-3. Techo para Vuelo Estacionario (Hoja 1 de 2)**

**POTENCIA REQUERIDA PARA VUELO ESTACIONARIO SUPERFICIE NIVELADA Y VIENTOS EN CALMA**

324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA

EJEMPLO

DESEADO

Torque requerido para vuelo estacionario

CONOCIDO

Altitud barométrica = 2000  
 FAT = -40°C  
 Peso bruto = 8500 lbs.  
 Altura de patines = 2 pies.

METODO

Comience con la altitud barométrica, muévase a la derecha a la FAT, muévase hacia abajo al peso bruto, muévase a la izquierda a la altura del patines, muévase hacia abajo y lea el torque calibrado = 31.5 psi. De la tabla para FAT = -40°C y 31.5 psi de torque determine una corrección de 2.2 psi de torque.

Torque requerido para vuelo estacionario es  
 $31.5 + 2.2 = 33.7 \text{ psi}$ .

BASE DE DATOS: DERIVADO DEL VUELO DE PRUEBA YUH-IH, ASTA - TDR 66-04 NOV 1970

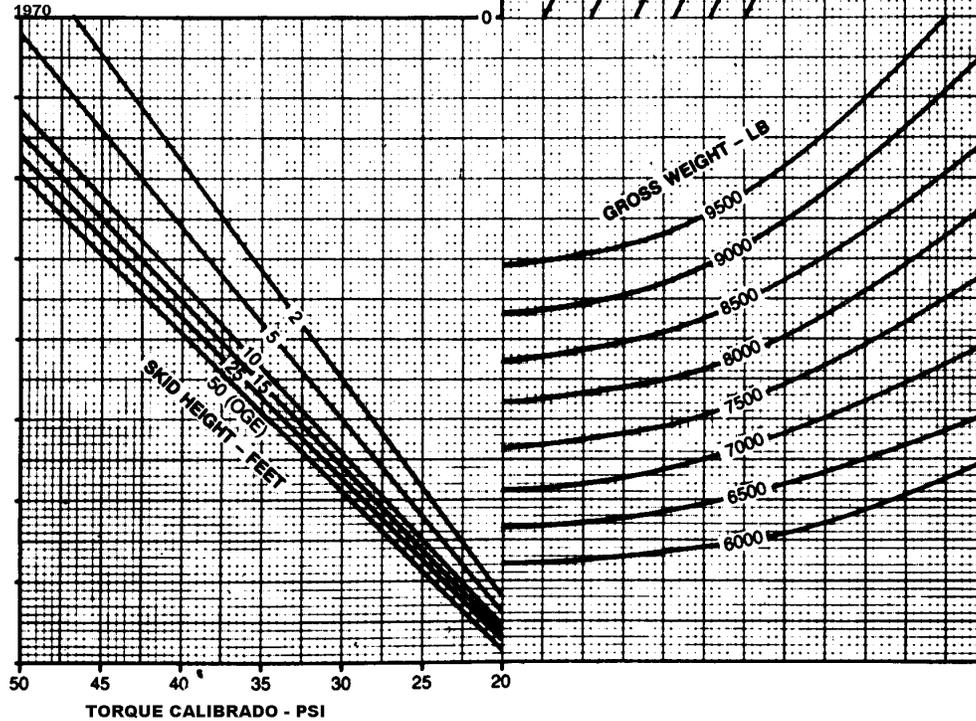


Figura 7-3. Potencia Requerida para Vuelo Estacionario (Hoja 2 de 2)

MARGEN DE CONTROL  
 VUELO TRANSLACIONAL 324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA

**EJEMPLO**

**DESEADO**

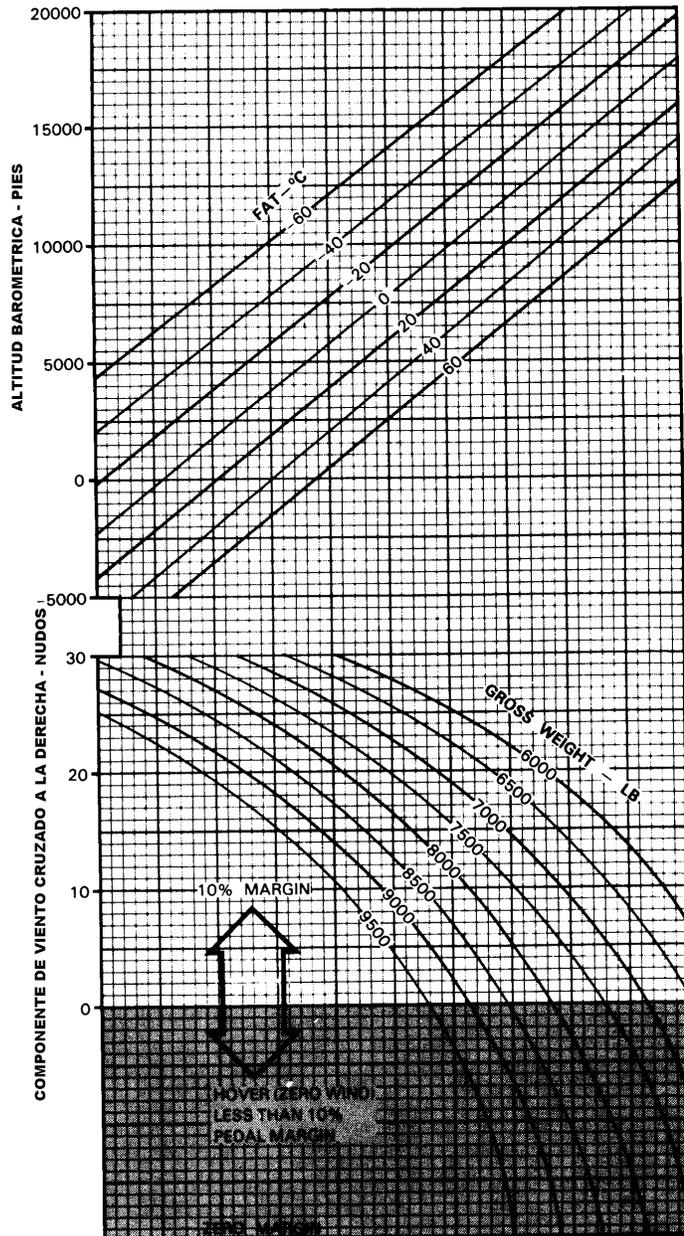
Componente máximo de viento cruzado de la derecha con 10% margen de seguridad para los pedales.

**CONOCIDO**

Altitud barométrica = 5000 pies  
 FAT = 0°C  
 Peso bruto = 8500 libras

**METODO**

Comience con altitud barométrica, muévase a la derecha a la FAT, muévase hacia abajo al peso bruto, muévase a la izquierda y lea 18.8 componente de viento cruzado de la derecha. Refiérase a la hoja 2, el margen de seguridad de los pedales puede ser menos de 10% para velocidades de vientos cruzados mayores de 18.8 nudos en el área sombreada rotulada DIRECTIONAL.

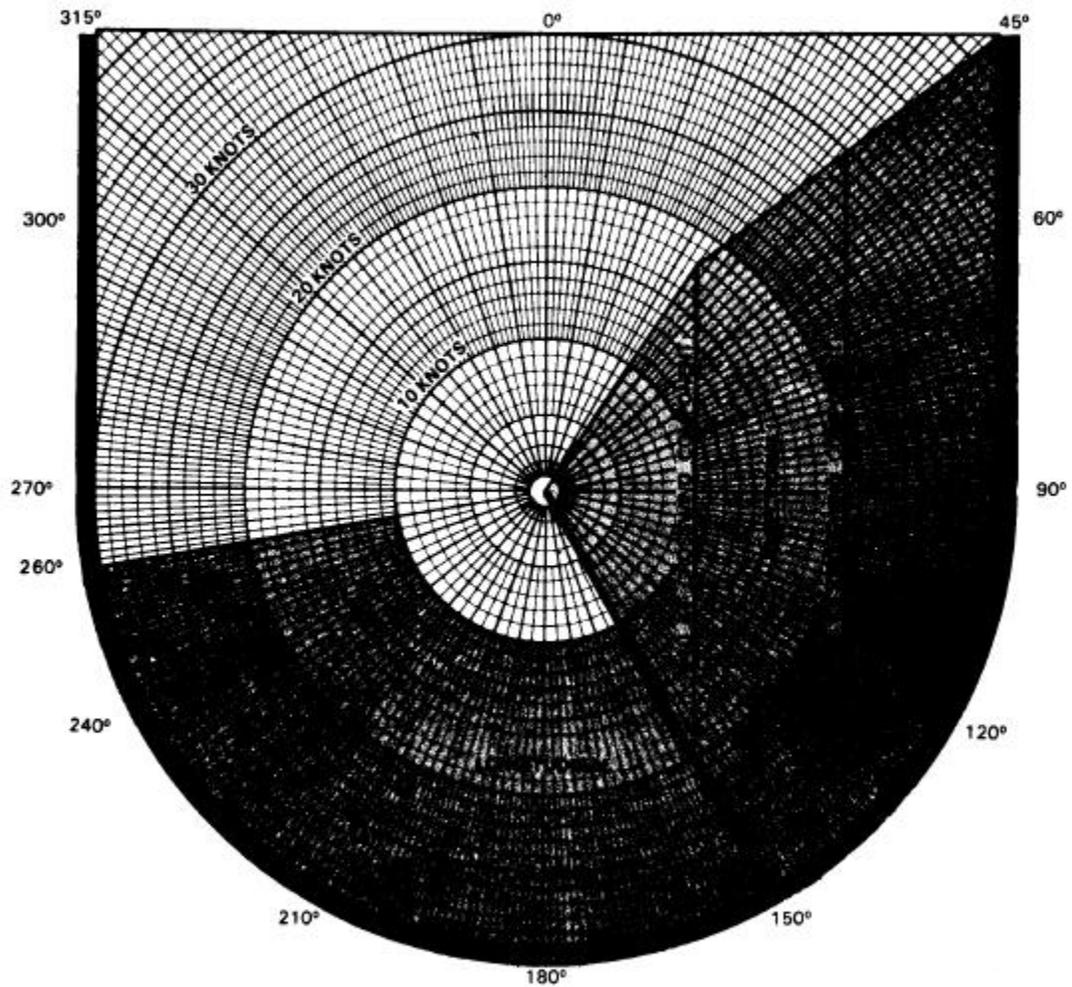


BASE DE DATOS: DERIVADO DEL VUELO DE PRUEBA

Figura 7-4. Margen de Control (Hoja 1 de 2)

**MARGEN DE CONTROL**  
**VUELO TRANSLACIONAL 324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA**

**LAS CONDICIONES EN DONDE EL  
MARGEN DE CONTROL PUEDE SER  
MENOS DE 10% SE PRESENTAN EN EL  
AREA SOMBRADA.**



**BASE DE DATOS: DERIVADO DEL VUELO DE PRUEBA USA ASTA 68-37,  
JUNIO DE 1969**

Figura 7-4. Margen de Control (Hoja 2 de 2)

**DESPEGUE**

ACELERACION NIVELADA, ALTURA DE LOS PATINES 3 PIES  
324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA TOQUE MAXIMO DISPONIBLE

VIENTOS EN CALMA SUPERFICIE NIVELADA - TODAS CONFIGURACIONES

**EJEMPLO A**

**DESEADO**

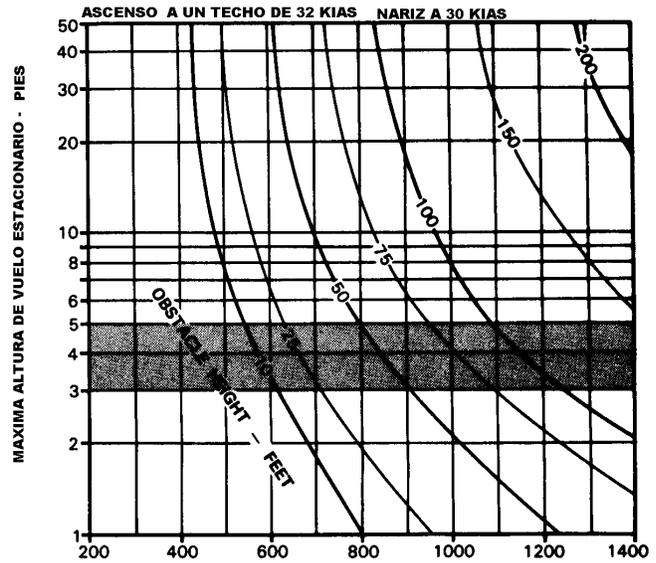
Distancia para librar obstáculos

**CONOCIDO**

Altura máxima de vuelo estacionario = 10 pies  
 Altura del obstáculo = 50 pies

**METODO**

Comience con la altura máxima de vuelo estacionario, muévase hacia la derecha a la altura del obstáculo, muévase hacia abajo y lea la distancia para librar el obstáculo = 700 pies.



**EJEMPLO B**

**DESEADO**

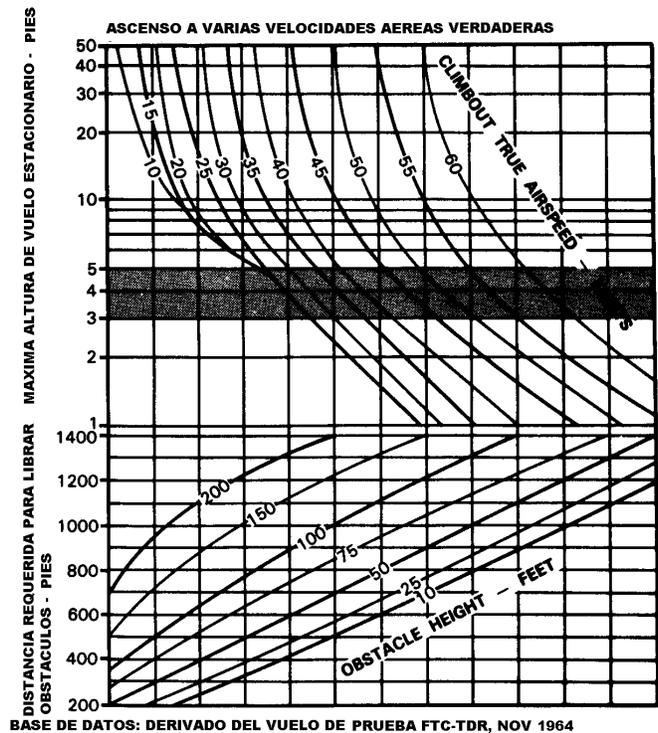
Distancia para librar obstáculo

**CONOCIDO**

Altura máxima de vuelo estacionario = 8 pies  
 Altura del obstáculo = 50 pies  
 Velocidad aérea de ascenso = 40 nudos.

**METODO**

Comience con la altura máxima de vuelo estacionario, muévase a la derecha a la velocidad aérea verdadera (TAS), muévase hacia abajo a la altura del obstáculo, muévase a la izquierda y lea la distancia para librar el obstáculo = 630 pies.



BASE DE DATOS: DERIVADO DEL VUELO DE PRUEBA FTC - TDR 64,27, NOV 64

Figura 7-5. Carta de Despegue (Hoja 1 de 3)

**DESPEGUE**  
 ACELERACION NIVELADA, ALTURA DE LOS PATINES 3 PIES

324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA TOQUE MAXIMO DISPONIBLE  
 VIENTOS EN CALMA SUPERFICIE NIVELADA - TODAS CONFIGURACIONES

**EJEMPLO A**

**DESEADO**

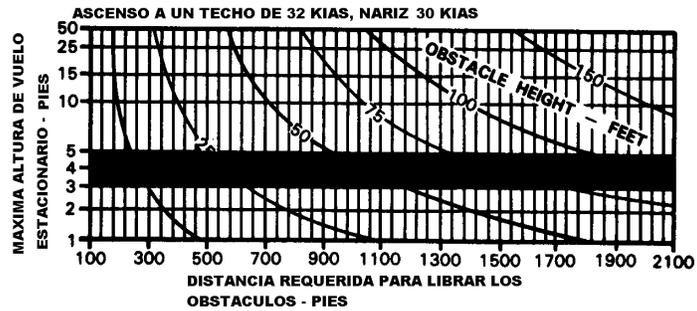
Distancia para librar obstáculos

**CONOCIDO**

Altura máxima de vuelo estacionario = 17 pies  
 Altura del obstáculo = 120 pies

**METODO**

Comience con la altura máxima de vuelo estacionario, muévase hacia la derecha a la altura del obstáculo, muévase hacia abajo y lea la distancia para librar el obstáculo = 1420 pies.



**EJEMPLO B**

**DESEADO**

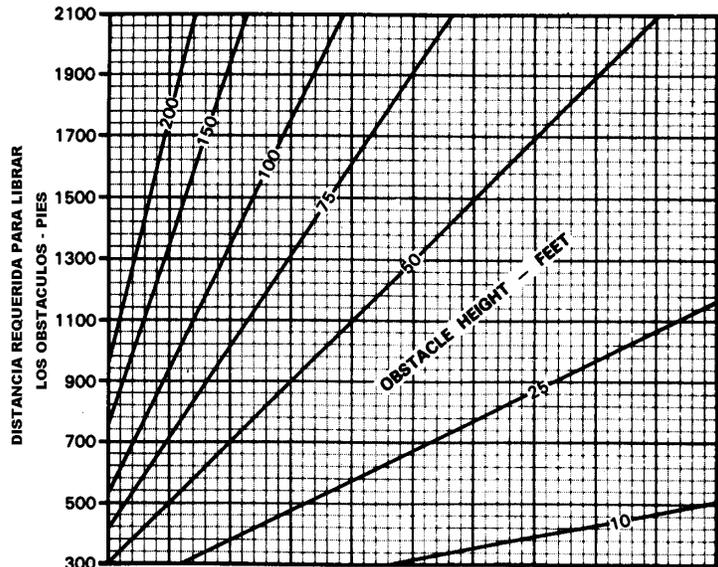
Distancia para librar obstáculo

**CONOCIDO**

Altura máxima de vuelo estacionario = 17 pies  
 Altura del obstáculo = 120 pies  
 Velocidad aérea de ascenso = 50 KTAS.

**METODO**

Comience con la altura máxima de vuelo estacionario, muévase a la derecha a la velocidad aérea verdadera (TAS), muévase hacia abajo a la altura del obstáculo, muévase a la izquierda y lea la distancia para librar el obstáculo = 1610 pies.



BASE DE DATOS: DERIVADO DEL VUELO DE PRUEBA YUH-1H, ASTA - TDR 66-04 NOV 70

Figura 7-5. Carta de Despegue (Hoja 2 de 3)

**DESPEGUE**

ACELERACION NIVELADA, ALTURA DE LOS PATINES 3 PIES  
 324 RPM ROTOR/6600 RPM DE TURBINA TOQUE MAXIMO DISPONIBLE  
 VIENTOS EN CALMA SUPERFICIE NIVELADA - TODAS CONFIGURACIONES

**EJEMPLO A**

**DESEADO**

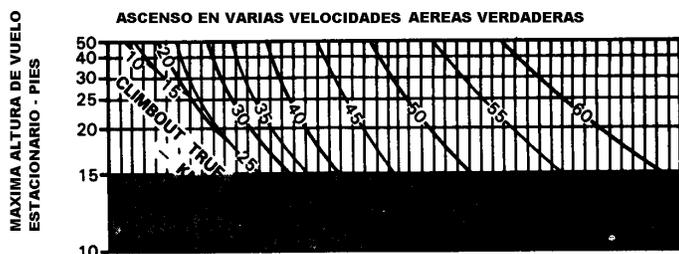
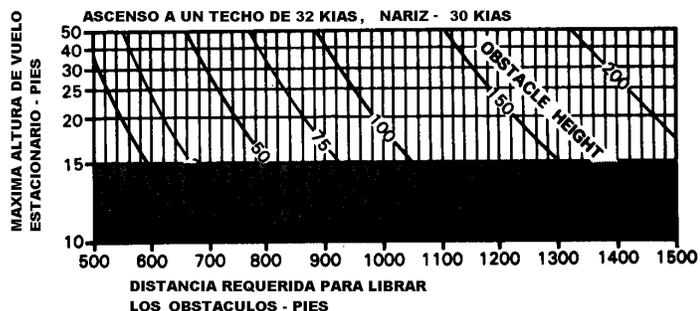
Distancia para librar obstáculos

**CONOCIDO**

Altura máxima de vuelo estacionario = 17 pies  
 Altura del obstáculo = 120 pies

**METODO**

Comience con la altura máxima de vuelo estacionario, muévase hacia la derecha a la altura del obstáculo, muévase hacia abajo y lea la distancia para librar el obstáculo = 1125 pies.



**EJEMPLO B**

**DESEADO**

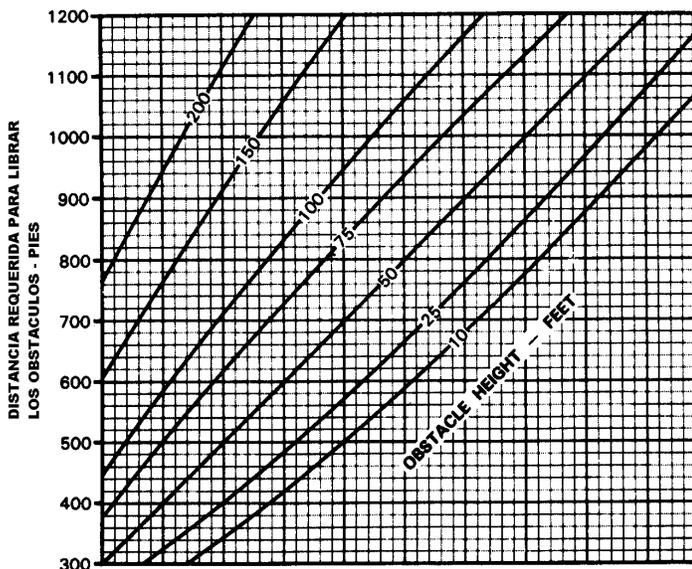
Distancia para librar obstáculo

**CONOCIDO**

Altura máxima de vuelo estacionario = 17 pies  
 Altura del obstáculo = 120 pies  
 Velocidad aérea de ascenso = 40 KTAS.

**METODO**

Comience con la altura máxima de vuelo estacionario, muévase a la derecha a la velocidad aérea verdadera (TAS), muévase hacia abajo a la altura del obstáculo, muévase a la izquierda y lea la distancia para librar el obstáculo = 1000 pies.



**BASE DE DATOS:** DERIVADO DEL VUELO DE PRUEBA YUH-1H, ASTA-TDR 66-04 NOV 70

**Figura 7-5. Carta de Despegue (Hoja 3 de 3)**

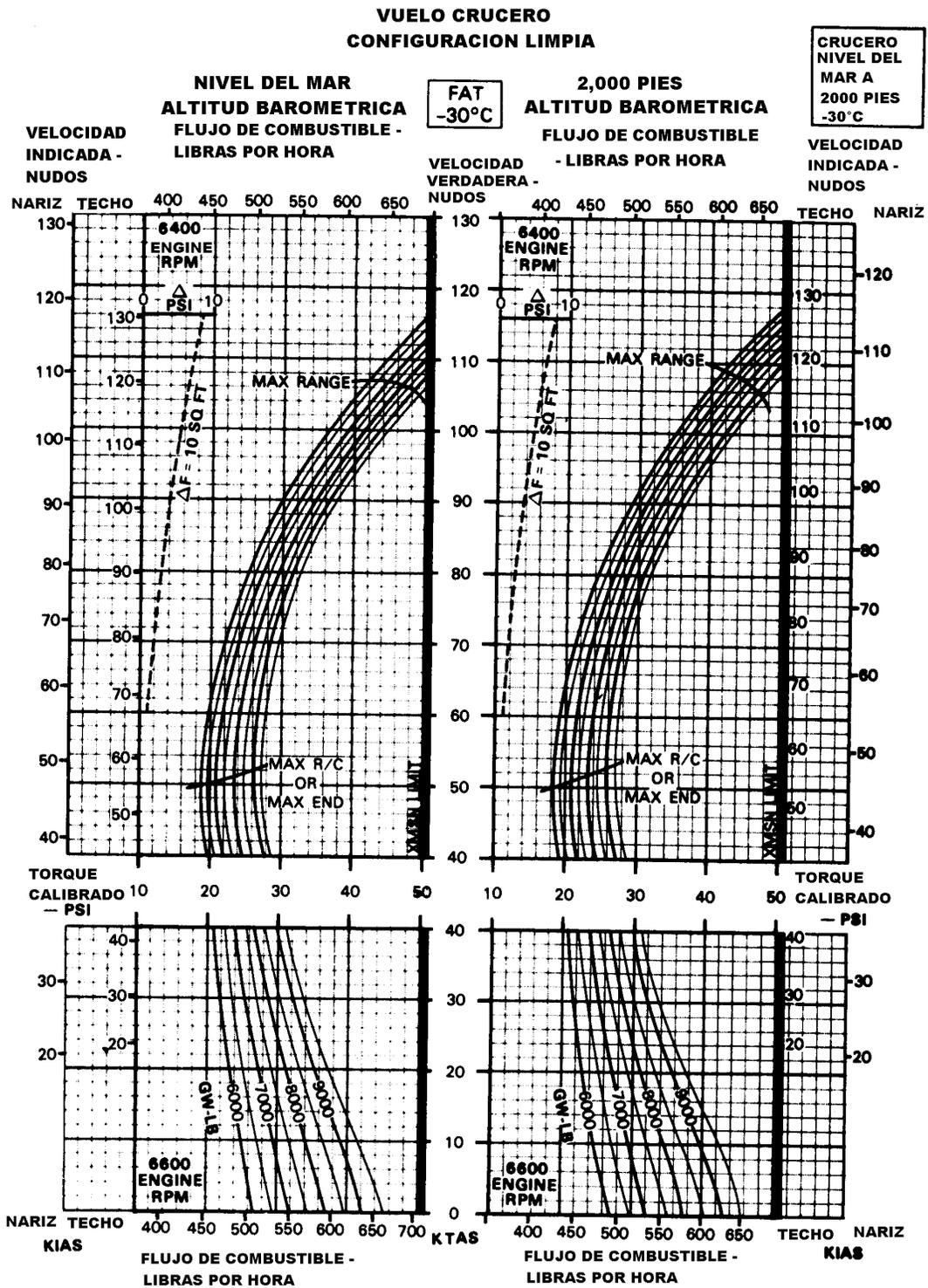


Figura 7-6. Gráfica Vuelo Crucero (Hoja 1 de 24)

**EJEMPLO**

**DESEADO**

Torque calibrado requerido para vuelo nivelado, flujo de combustible, velocidad aérea indicada.

**CONOCIDO**

Configuración lisa  
 Peso bruto = 9000 libras  
 Altitud barométrica = 5000 pies  
 FAT = -30° C  
 TAS deseada = 100 nudos (sistema montado en el techo)

**METODO (INTERPOLACION)**

Comience con la velocidad aérea verdadera (TAS).  
 Lea el torque calibrado, el flujo de combustible y la velocidad aérea indicada (IAS) en las adyacentes de altitud y/o FAT, después de interpolar entre la altitudes y las temperaturas.

Altitud (pies)	4000	6000	5000
FAT (centígrados)	-30	-30	-30
Torque calibrado	41.2	40.2	40.7
Flujo de combustible	582	558	570
IAS en nudos	104.5	100.7	102.6